

# Control de capa límite en el vuelo a bajos números de Reynolds

**J. Meseguer,  
A. Sanz-Andrés,  
I. Pérez-Grande y  
S. Franchini**

Instituto Universitario "Ignacio Da Riva" (IDR/UPM), E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid, Madrid

**J. L. Sanz**

Unidad de Paleontología, Facultad de Ciencias, Universidad Autónoma de Madrid, Madrid

**F. Ortega**

Departamento de Matemáticas y Mecánica de Fluidos, Facultad de Ciencias, Universidad Nacional de Educación a Distancia, Madrid

**L. Chiappe**

Department of Vertebrate Paleontology, Natural History Museum of Los Angeles County, Los Angeles, California

## INTRODUCCIÓN

En relación con la entrada en pérdida, en la aerodinámica de los cuerpos voladores el comportamiento en vuelo viene marcado por el valor de la velocidad, o más concretamente por el valor del número de Reynolds, que como es sabido es una magnitud proporcional al producto de la velocidad de vuelo por una longitud característica del cuerpo volador, siendo la constante de proporcionalidad la inversa de la viscosidad cinemática del fluido en cuyo seno tiene lugar el desplazamiento. El número de Reynolds mide la importancia relativa del efecto de la viscosidad, y su valor, según sea grande o pequeño, condiciona el tipo de entrada en pérdida de las superficies sustentadores del cuerpo, fenómeno que a su vez condiciona el valor máximo del coeficiente de sustentación.

En la figura 1 se muestran, en un plano cuyos ejes son el número de Reynolds y la velocidad de vuelo, los nichos ocupados por diversos conjuntos de cuerpos voladores, desde los insectos hasta los grandes dirigibles. De acuerdo con este gráfico, el vuelo de las aves tiene lugar en el entorno de valores del número de Reynolds situado entre diez mil y cien mil, mientras que el de la aviación general está alrededor de diez millones. Este factor de cien o más entre los números de Reynolds asociados a uno y otro colectivo (aves y aviones) implica que los efectos de la viscosidad, aun siendo pequeños en ambos casos, son mucho más importantes en el vuelo de las aves que en el de las aeronaves, lo que se traduce en notables diferencias aerodinámicas entre el comportamiento de unas y otras.

Aunque tradicionalmente el esfuerzo dedicado a la aerodinámica de altos

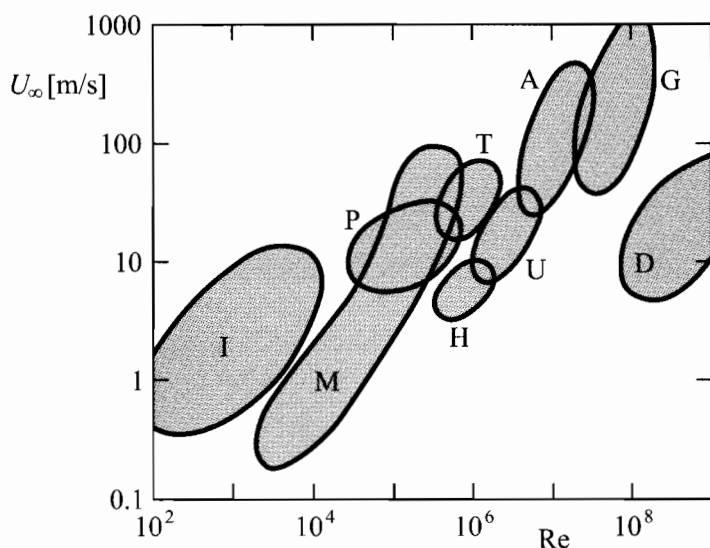


FIGURA 1.

Variación con el número de Reynolds basado en la cuerda de los perfiles,  $Re$ , y referido a condiciones estándar a nivel del mar, de la velocidad de vuelo,  $U_\infty$ , de diversos cuerpos identificados con la siguiente clave: I) insectos; M) aeromodelos; P) Aves; H) aviones propulsados por humanos; T) aerogeneradores; U) aviones ultraligeros; A) aviación general; G) grandes aviones y D) dirigibles; de Lissaman [4].

números de Reynolds ha sido muy superior a la de bajos números de Reynolds (aquí altos y bajos quiere decir millones y decenas de miles, respectivamente), el interés por los cuerpos que vuelan en este rango de valores bajos del número de Reynolds se ha acrecentado desde finales de los setenta, cuando se planteó la posibilidad de explorar Marte usando aeronaves que habrían de volar en la tenue atmósfera marciana, así como el desarrollo de aviones que debían operar a gran altitud en la atmósfera terrestre, por encima de treinta kilómetros [1]. Posteriormente el interés ha aumentado notablemente a consecuencia del desarrollo de las llamadas aeronaves no tripuladas y las denominadas micro-aeronaves (en inglés unmanned air vehicles, UAV, y micro-air vehicles, MAV, respectivamente). Con respecto a las aves y otros seres voladores, desde mucho antes del desarrollo de la aeronáutica el vuelo de estos animales ha intrigado a multitud de científicos, muchos de los cuales, con mayor o menor fortuna, intentaron dar explicaciones a este fe-

nómeno. Sin embargo, parece paradójico que aunque con seguridad haya habido y siga habiendo más personas dedicadas al estudio de las aves y los mamíferos voladores que al de las aeronaves, se ha dedicado mucho más esfuerzo a comprender y explicar el vuelo de las aeronaves que de los seres vivos.

Desde hace unos años se está desarrollando un programa de cooperación entre las instituciones a las que pertenecen los autores, cuyo fin es aclarar la función aerodinámica de ciertos elementos presentes en las aves primitivas, algunos de los cuales perduran en las aves actuales, como el álula (un dispositivo hipersustentador de borde de ataque [2, 3]), mientras que otros han resultado completamente abandonados en el proceso evolutivo, tal es el caso de la cola ciertamente singular de *Archaeopteryx* o de las garras que sobresalían de las alas de este ser volador (garras que aparecen en las alas de los murciélagos actuales).

En este artículo se presentan los resultados, obtenidos mediante ensayos en túnel aerodinámico, relativos al efecto hipersustentador de un dispositivo generador de turbulencia como son las mencionadas garras que sobresalían del ala de *Archaeopteryx* (figura 2), y se discute también la aplicación de dispositivos semejantes para mejorar la entrada en pérdida de aeronaves que deban volar a bajos números de Reynolds, como es el caso de las pequeñas aeronaves no tripuladas.

## FUNDAMENTOS

Para comprender la posible función aerodinámica en la entrada en pérdida de la larga garra que, entre otras, sobresale del ala de *Archaeopteryx* hay que tener en cuenta que en general el número de Reynolds asociado al vuelo de las aves es relativamente pequeño, como se ha dicho entre diez mil y cien mil, lo que implica notables diferencias en la entrada en pérdida de las aves respecto a la pérdida en las alas de las aeronaves, que suelen ocurrir a valores

del número de Reynolds mucho más elevados [5]. Para valores elevados del número de Reynolds la entrada en pérdida se suele ajustar a alguno de los mecanismos descritos por McGullo-ugh & Gault [6] (véanse también [7, 8]). A bajos números de Reynolds no se suele producir la transición de régimen laminar a turbulento en la capa límite del ala, y la entrada en pérdida se produce tras la formación de lo que se denomina burbuja de recirculación laminar (véase [5], apartado 3.5).

La formación de esta burbuja se explica teniendo en cuenta el pico de succión que se genera en el extradós de un perfil de ala cerca del borde de ataque. Después de este pico la presión aumenta, de forma que las partículas fluidas se encuentran con un gradiente adverso de presión. Como el punto de remanso anterior del perfil está próximo al borde de ataque, la capa límite que nace en el punto de remanso del intradós todavía es laminar cuando llega a la zona del extradós donde empieza a manifestarse el gradiente adverso de presiones (esto es así con toda seguridad si el número de Reynolds es bajo, y suele ser el caso de los perfiles de espesor pequeño y medio si el número de Reynolds es elevado). Si el gradiente adverso no es muy fuerte, la capa límite puede sobrepasarlo sin desprenderse, y continuar su recorrido por el extradós del perfil hasta alcanzar el borde de salida. Como el pico de succión crece con el ángulo de ataque, si éste aumenta, llega un momento en que la capa límite laminar se desprende cerca del borde de ataque y, cuando esto ocurre, el flujo desprendido se convierte en turbulento muy rápidamente, pues se genera una capa de cortadura que favorece la transición. El proceso de mezcla turbulenta transporta cantidad de movimiento hacia la superficie del perfil, y puede ocurrir que el flujo se readhiera al cuerpo como una capa límite turbulenta, formando lo que se denomina burbuja de recirculación laminar.

Que la capa de cortadura asociada al desprendimiento laminar se readhiera pronto, formando una burbuja de

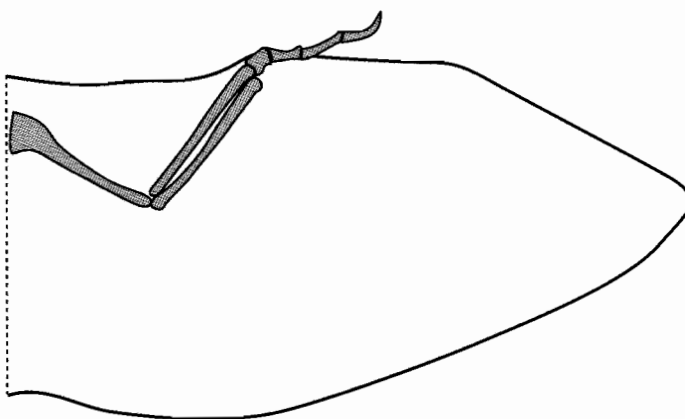


FIGURA. 2.

Fotografía de un registro fósil de *Archaeopteryx* donde se puede apreciar las garras de las manos (A), y esquema de la reconstrucción del ala (B).

recirculación corta, con efectos muy locales sobre el campo de presiones, o se readhiera lejos del punto de separa-

ción, dando lugar una burbuja larga que se extiende sobre gran parte del extradós del perfil, depende en cierta medida del espesor de la capa límite en el punto de desprendimiento. Cuando se tiene una burbuja corta puede ocurrir que al aumentar el ángulo de ata-

que las condiciones en el punto de readherencia sean tan extremas que ésta no pueda realizarse. En estas condiciones la burbuja corta explota y el perfil entra en pérdida directamente, aunque también puede ser que se forme una burbuja larga debido a una posterior readherencia de la capa de cortadura turbulenta. En este segundo caso el punto de cierre de la burbuja se va retrasando al aumentar el ángulo de ataque, produciéndose inevitablemente la pérdida cuando el punto de readherencia llega al borde de salida del perfil.

El comportamiento sería muy diferente si la capa límite fuera turbulenta al llegar a la zona del extradós donde se manifiesta el gradiente adverso, pues ahora la capa límite, turbulenta, sería capaz de superar el gradiente desfavorable, retrasando en consecuencia el fenómeno de la entrada en pérdida. Todo parece indicar que las garras de *Archaeopteryx* podrían haber jugado el papel de un generador de turbulencia. Para comprender la función aerodinámica de estas garras hay que tener en cuenta que las aves vuelan a un número de Reynolds relativamente bajo, de modo que se está por debajo del número de Reynolds a partir del cual se produce la transición de la capa límite de laminar a turbulenta de forma que se podría llamar espontánea (la transición puede ser forzada de muchas maneras, siendo una de ellas el uso de generadores de turbulencia).

Si en vuelo las garras permanecieran pegadas al ala, enmascaradas en la misma, carecerían de función aerodinámica alguna, resultando inefectivas como mecanismo hipersustentador. Si se supone ahora que una garra (por ejemplo, la más larga) se separa un poco del ala, de modo que quede aproximadamente paralela al borde de ataque, levemente por encima del mismo, hacia el extradós del ala, el comportamiento en la pérdida puede ser muy distinto, de modo que ahora el ala será capaz de aguantar ángulos de ataque mayores sin que disminuya la sustentación. En la figura 3 se han representado esquemáticamente los perfiles de

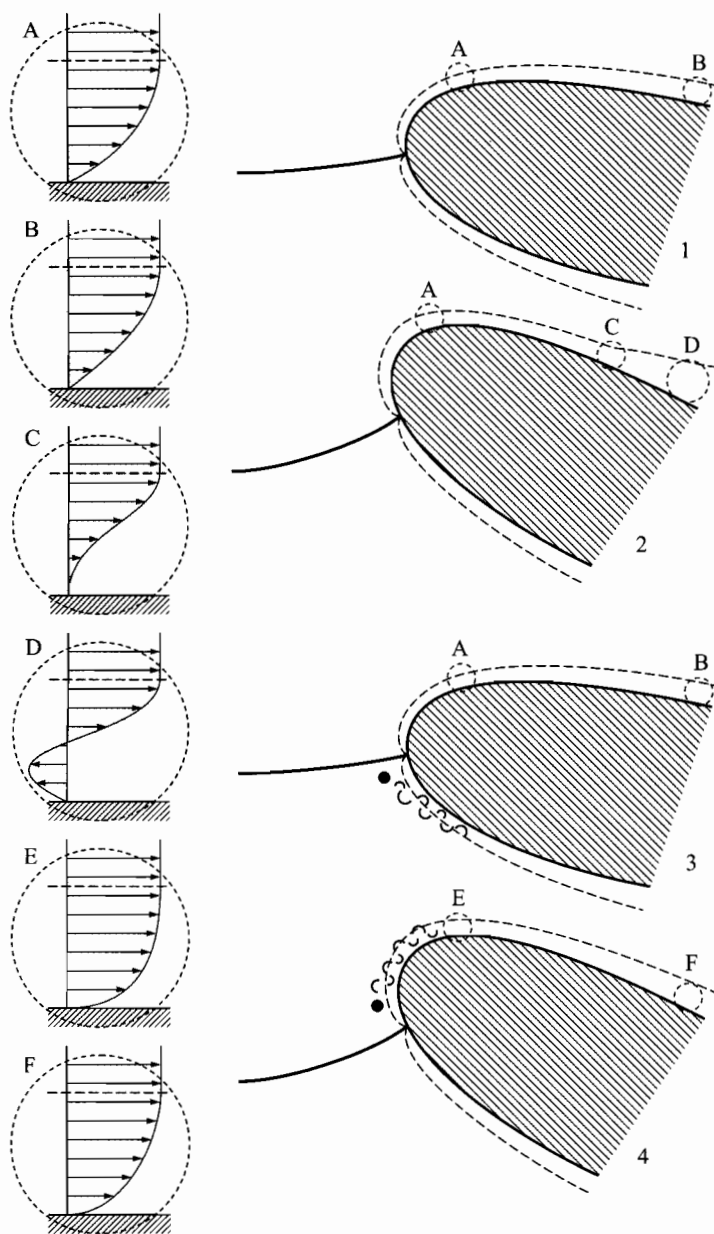


FIGURA 3.

Perfiles de velocidad cerca del borde de ataque en la capa límite de un perfil de ala, sin dispositivo generador de turbulencia (1, 2) y con un dispositivo como puede ser un pequeño cilindro circular (3, 4). En los insertos se muestran los esquemas de los perfiles de velocidad en las diferentes posiciones: capa límite laminar (A, B); punto de desprendimiento (C); capa límite desprendida (D) y capa límite turbulenta (E, F).

velocidades en la capa límite de un perfil en ciertos puntos característicos del extradós, cerca del borde de ataque. En los esquemas 1 y 2 se muestra la situación de lo que se puede llamar perfil limpio, mientras que en los esquemas 3 y 4 se ha incluido también el efecto de un pequeño cilindro circular (generador de turbulencia) situado corriente arriba, próximo al borde de ataque.

Con el perfil sin generador de turbulencia, a bajos ángulos de ataque y número de Reynolds pequeño, la capa límite resulta ser laminar en todo su recorrido (perfiles de velocidad A y B en el esquema 1 de la figura 3). Al aumentar el ángulo de ataque aumenta la magnitud del pico de succión del borde de ataque y por tanto aumenta también corriente abajo la magnitud del gradiente adverso. Como el número de Reynolds es moderadamente bajo y la capa límite laminar, se produce la entrada en pérdida por el desprendimiento de la capa límite cerca del borde de ataque (perfiles C y D en el esquema 2 de la figura 3).

Al estar desplegada la garra, de sección más o menos circular, es seguro que la capa límite que se forma sobre el cilindro desplegado se desprende, formando una estela turbillonaria corriente abajo del cilindro que llega a la capa límite del perfil, favoreciendo la transición de ésta a régimen turbulento. Dependiendo de la posición del generador de turbulencia y del ángulo de ataque del perfil puede ser que la estela turbillonaria llegue al intradós (esquema 3) o al extradós del perfil (esquema 4), y en este segundo caso, como una capa límite turbulenta (perfil de velocidad E) tolera mejor los gradientes adversos de presión que una laminar, la capa límite puede sobrepasar la zona del gradiente adverso sin que se produzca el desprendimiento (perfil F), de forma que se puede aumentar la intensidad del gradiente adverso, aumentando el valor del ángulo de ataque, sin que el ala entre en pérdida; se obtiene así que un dispositivo como el descrito permitiría alcanzar valores más elevados del coeficiente de sustentación máximo del ala.

## INSTALACIÓN EXPERIMENTAL

La comprobación experimental del efecto de dispositivos generadores de turbulencia en el coeficiente de sustentación máximo de alas requiere unas condiciones de experimentación más críticas que para otros ensayos, pues en el resultado influye el valor del número de Reynolds así como el nivel de turbulencia y la uniformidad de la corriente incidente (si la corriente incidente fuera muy turbulenta se produciría la transición prematura de la capa límite a régimen turbulento, estuviera o no desplegado el mecanismo de generación de turbulencia).

Para la ejecución de estos ensayos se ha empleado el túnel S4 de IDR/UPM, un túnel en el que para valores del número de Reynolds basados en la cuerda del modelo del orden de  $10^5$ , la uniformidad de la vena fluida está por debajo del 1%, y el nivel de turbulencia es inferior al 0,5%. La uniformidad de vena está definida por el cociente  $(U_{\max} - U_{\min})/U_{\max}$ , donde  $U_{\max}$  y  $U_{\min}$  son las velocidades máxima y mínima en la sección de ensayo.

El túnel S4 es de corriente soplada, cámara de ensayos cerrada y circuito abierto, y ha sido diseñado para cumplir los requisitos específicos de calibración de anemómetros industriales, de acuerdo con las especificaciones de la red europea MEASNET. Está impulsado (figura 4) por cuatro ventiladores SODECA serie HTC 90, de ocho palas, con una potencia nominal de 7,5 kW y un diámetro interior de 0,9 m cada uno. Los ventiladores, de velocidad regulable, están dispuestos en una ma-

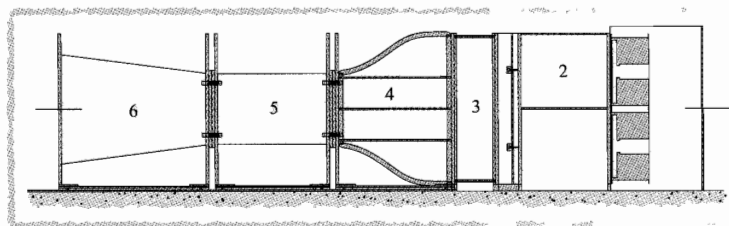


FIGURA 4.

Esquema del túnel S4 de IDR/UPM. En el sentido de la corriente los elementos son: ventiladores (1), cámaras de tranquilización (2), enderezadores y uniformizadores de corriente (3), contracción (4), cámara de ensayos (5) y difusor de salida (6).



triz de  $2 \times 2$ . Cada ventilador descarga en su cámara de tranquilización, de 1,2 m de longitud, que finaliza en un panal de abeja que actúa como elemento enderezador de corriente. Corriente abajo de los enderezadores hay varios juegos de rejillas cuya finalidad es uniformizar el perfil de velocidades y la turbulencia de la corriente incidente. Tras los elementos uniformizadores la corriente entra en la contracción, cuyas secciones de entrada y de salida son cuadradas, la primera de 2,0 m de lado y la segunda de 0,9 m de lado (la relación de contracción es por tanto de 4,9/1). Esta contracción, cuya longitud es de 1,6 m, es tridimensional, con dos planos de contracción y, al igual que la cámara de ensayos y el difusor, está montada sobre ruedas que discurren por raíles para facilitar las tareas de operación y mantenimiento del túnel. La cámara de ensayos es de sección cuadrada, de 0,9 m de lado, con una longitud de 1,2 m. El difusor final tiene una longitud de 1,6 m y está dividido internamente en dieciséis conductos (de otra forma su longitud tendría que ser mucho mayor para no superar la limitación del ángulo de apertura del conducto).

Para medir las cargas aerodinámicas el modelo a ensayar se une rigidamente al conjunto formado por una balanza y un posicionador angular que se sujeta al túnel. La balanza es de extensímetros, capaz de medir las tres componentes de la fuerza y las tres del momento respecto al punto de referencia.

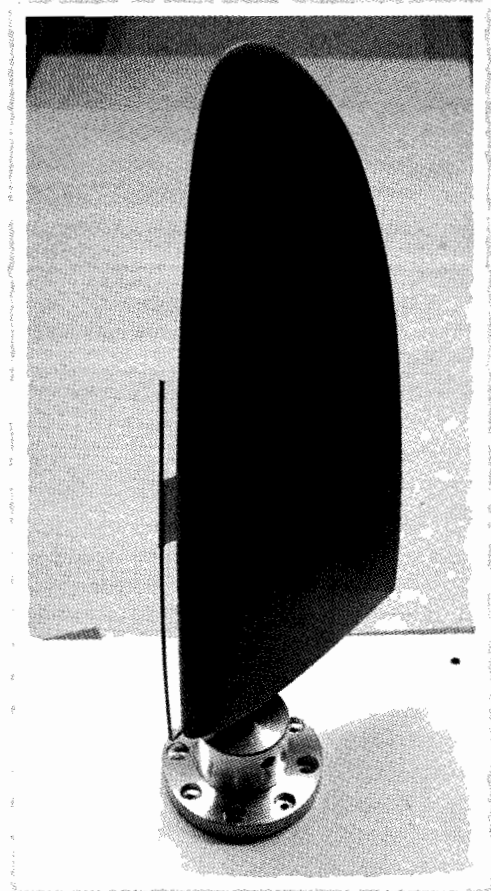
Se han empleado dos modelos de ala, uno es la mitad de un ala de forma en planta elíptica de alargamiento 6, sin torsión, equipada con perfiles de pequeña curvatura cuyo espesor relativo decrece de forma aproximadamente lineal desde la raíz hasta el borde marginal. Esta semiala, cuya distancia desde la raíz hasta el borde marginal es de 29 cm y su superficie en planta de  $280 \text{ cm}^2$  (la cuerda media es por tanto de 9,7 cm), puede estar equipada con un generador de turbulencia que es un tubo de latón de 0,2 cm de diámetro y 18 cm de longitud colocado en

el plano de las cuerdas del ala, paralelamente al borde de ataque, a una distancia de unos 0,8 cm del mismo. Hay que decir que el hueco entre tubo de latón y borde de ataque está parcialmente cerrado con una cinta adhesiva de 3 cm de ancho situada a 11 cm de la raíz del ala, que sirve para mantener el tubo en la posición apropiada (figura 5). En los ensayos con este modelo de ala la balanza y el posicionador angular quedan fuera del túnel, de modo que la raíz de la semiala queda prácticamente enrasada con la pared interior de la cámara de ensayos.

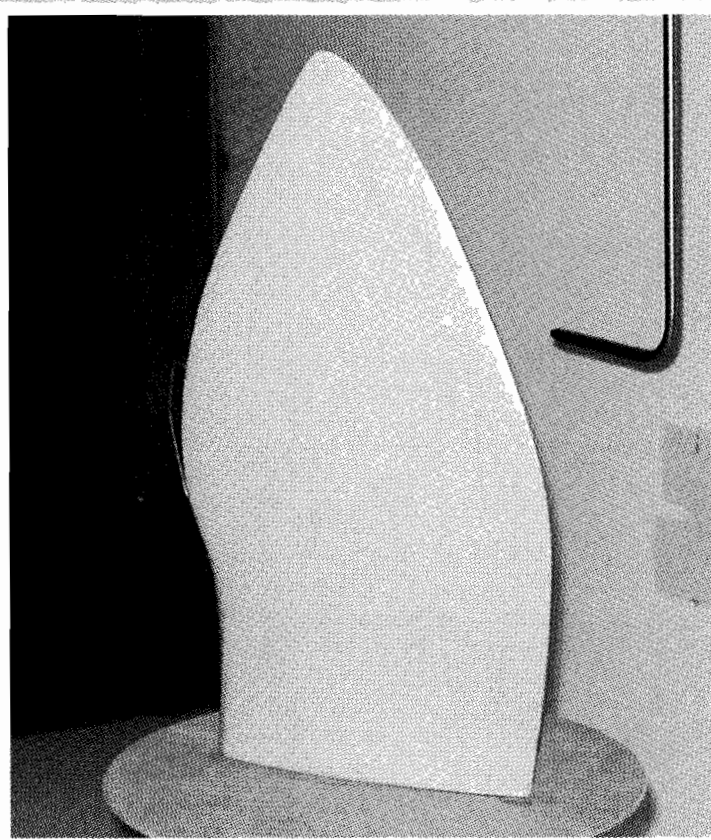
El otro modelo de ensayos reproduce la forma en planta estimada de un ala de *Archaeopteryx*, con una distribución de espesores y de curvatura de los perfiles semejantes a los de un ave actual [9]. El ala está construida de modo que en el extradós del ala la línea de máxima cota de los perfiles es una recta. La semiala construida tiene una longitud desde la raíz al borde marginal de 33 cm y una superficie en planta de unos  $500 \text{ cm}^2$ . El dispositivo generador de turbulencia es también un tubo de latón de 0,2 cm de diámetro y unos 6 cm de longitud (figura 6) colocado en una posición análoga a la de la garra representada en la figura 2. En este caso el ala a ensayar está unida, como se aprecia en la figura 6 a una plataforma circular que actúa como un elemento aerodinámicamente especular, estando el conjunto de ala y plataforma unido al sistema de medida (balanza de extensímetros y posicionador angular). En los ensayos se ha medido en primer lugar la carga sobre la plataforma (sin ala alguna) para determinar así la tara a restar a las medidas posteriores.

## RESULTADOS

Los resultados medidos con el ala de forma en planta elíptica se presentan en las figuras 7 y 8. En la figura 7-A se muestra la variación con el ángulo de ataque,  $\alpha$ , del coeficiente de sustentación,  $c_L$ , en un rango amplio de valores del ángulo de ataque y en la fi-

**FIGURA 5.**

Vista del modelo de ala de forma en planta elíptica con el dispositivo generador de turbulencia.

**FIGURA 6.**

Vista del modelo de ala de *Archaeopteryx* con el dispositivo generador de turbulencia que simula la garra.

gura 7-B las medidas correspondientes a la zona de pérdida, repetidas en este caso con variaciones del ángulo de ataque más pequeñas. En la figura 8 se muestran los resultados correspondientes al coeficiente de resistencia aerodinámica,  $c_D$ . En ambas figuras los símbolos indican el valor del número de Reynolds (basado en la cuerda media del ala) según se indica en las mismas. Se observa una dependencia de los resultados con el número de Reynolds, lo cual es un fenómeno bien conocido para estos valores del Reynolds. Hay que decir que en los ensayos con el dispositivo generador de turbulencia desplegado, tanto en el caso de ala elíptica como en la que simula la de *Archaeopteryx*, tal dispositivo está desplegado en todo el rango de ángulos de ataque de medida, de forma que su

efecto se manifiesta tanto para valores grandes como pequeños del ángulo de ataque.

Con relación al ala de forma en planta elíptica, los resultados que se muestran en la figura 7 son ciertamente espectaculares. El ala limpia (sin generador de turbulencia) entra en pérdida para  $|\alpha| \approx 12^\circ$ , con una caída notable del coeficiente de sustentación, desde valores del orden de 0,8 hasta aproximadamente 0,5 una vez sobrepasado el ángulo de pérdida. Con el generador de turbulencia el ala mantiene los valores del coeficiente de sustentación próximos al máximo en un intervalo amplio de ángulos de ataque, como se puede observar en la figura 7-B (para  $\alpha = 24^\circ$  todavía es  $c_L \approx 0,73$ ). El efecto del dispositivo hipersustentador es ciertamente espectacular para ángulos de ataque en torno a  $17^\circ$ , donde se consiguen incrementos del coefi-

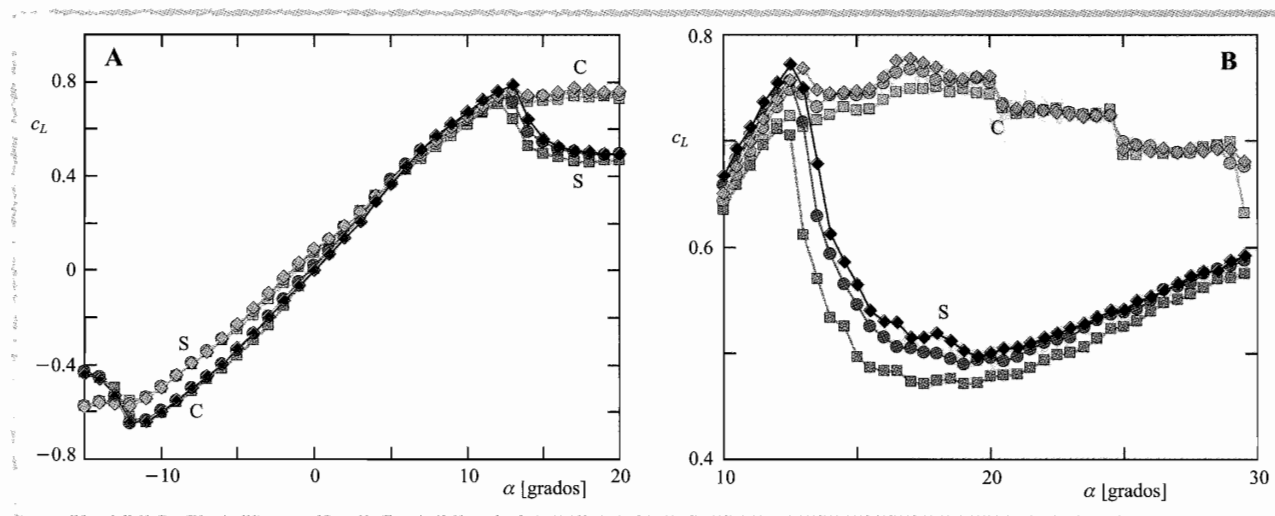


FIGURA 7.

Variación con el ángulo de ataque,  $\alpha$ , del coeficiente de sustentación,  $c_L$ , de una semiala de planta elíptica con (C) y sin (S) dispositivo generador de turbulencia. En el gráfico A se muestran los resultados medidos en el intervalo de ángulos de ataque  $[-15^\circ, 20^\circ]$  y en el B los resultados de una segunda medida en la zona de pérdida con incrementos de ángulo de ataque menores. Los símbolos indican el valor del número de Reynolds: en torno a cincuenta y cinco mil (cuadrados), alrededor de setenta mil (círculos) y algo más de ochenta y cinco mil (rombos).

ciente de sustentación entre el 51% y el 60%, dependiendo del valor del número de Reynolds.

Obviamente la mejora en las prestaciones del ala, en cuanto al coeficiente de sustentación se refiere, ha de venir acompañada de un empeoramiento

de los valores del coeficiente de resistencia aerodinámica, pues es sabido que una capa límite turbulenta ofrece un coeficiente de resistencia de fricción mayor que una capa límite laminar. Este comportamiento queda claramente de manifiesto en la figura 8, donde los datos experimentales del ala con generador de turbulencia quedan claramente diferenciados y por encima de los correspondientes al ala limpia, siempre que la corriente no esté desprendida. Si se comparan los resultados medidos por ejemplo para  $\alpha = 0^\circ$ , la relación entre los coeficientes de resistencia de los casos con y sin dispositivo generador de turbulencia oscilan entre 1,50 y 1,85, dependiendo del valor del número de Reynolds. Aunque en este caso la capa límite turbulenta está forzada por el generador de borde de ataque, como para  $\alpha = 0^\circ$  es presumible que su efecto se extienda tanto por el extradós como por el intradós del ala, suponiendo aplicable la aproximación de placa plana con  $\alpha = 0^\circ$ , se puede deducir fácilmente [8] que la relación entre los coeficientes de fricción vale  $c_{f,L}/c_{f,T} = Re_m^{3/10}/18,2$ , donde los subíndices "L" y "T" indican capa límite laminar o turbulenta, respectivamente, y  $Re_m$  es el número de Reynolds basado

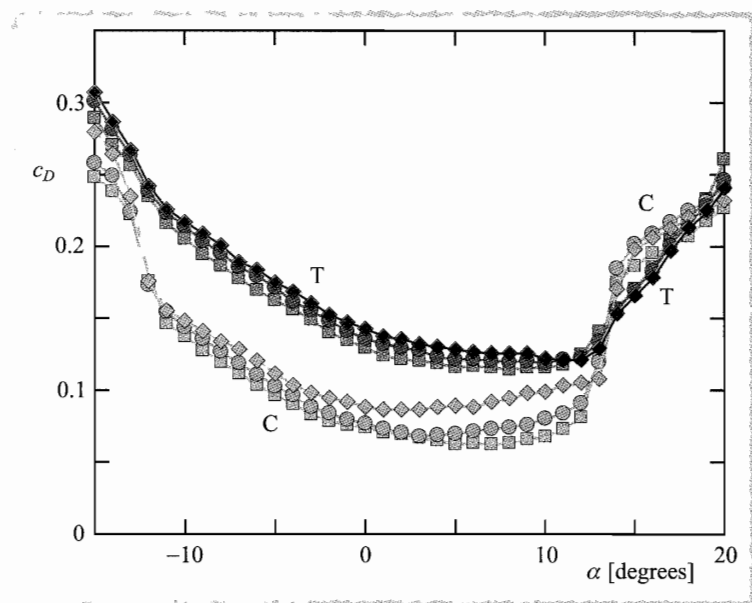


FIGURA 8.

Variación con el ángulo de ataque,  $\alpha$ , del coeficiente de resistencia,  $c_D$ , de una semiala de planta elíptica con (C) y sin (S) dispositivo generador de turbulencia. Los símbolos indican el valor del número de Reynolds: en torno a cincuenta y cinco mil (cuadrados), alrededor de setenta mil (círculos) y algo más de ochenta y cinco mil (rombos).



en la cuerda media del perfil. Teniendo en cuenta los números de Reynolds de los ensayos se obtienen valores de  $c_{f,L}/c_{f,T}$  entre 1,45 y 1,65, muy parecidos a los determinados a partir de los datos experimentales.

Los resultados obtenidos con el modelo de ala de *Archaeopteryx* se presentan en la figura 9. Los resultados representados en los gráficos corresponden a una posición de la garra de borde de ataque claramente por debajo de la que sería la posición óptima, pues como se puede observar su efecto beneficioso tan sólo se manifiesta a valores muy elevados del ángulo de ataque. Es de interés destacar que aunque el ala esté en pérdida a estos valores del ángulo de ataque, cuando la estela turbillonaria de la garra alcanza al extradós del ala se produce una cierta recuperación de las características aerodinámicas del ala, debido a que la capa límite se readhiere al menos en la zona del extradós barrida por la estela de la garra. Las medidas han sido repetidas dos veces, habiéndose obtenido en ambos casos resultados prácticamente coincidentes, como se muestra en la figura 10, donde se ha representado en función del ángulo de ataque el cociente  $c_{L,C}/c_{L,S}$  entre los coeficientes de sustentación medidos sin la garra generadora de turbulencia (subíndice "S") y con ella (subíndice "C"). Como se puede apreciar el efecto de la garra, incluso en estos casos de medida muy alejados de la posición óptima, es notable, con incrementos del valor del coeficiente de sustentación de hasta el 15%, mientras que el coeficiente de resistencia aerodinámica crece en menor medida (del orden del 8%).

## CONCLUSIONES

Los resultados medidos con dos modelos de ala con diferentes formas en planta equipadas con dispositivos generadores de turbulencia permiten concluir que el gobierno del carácter laminar o turbulento de la capa límite a bajos números de Reynolds es un mecanismo efectivo para controlar la en-

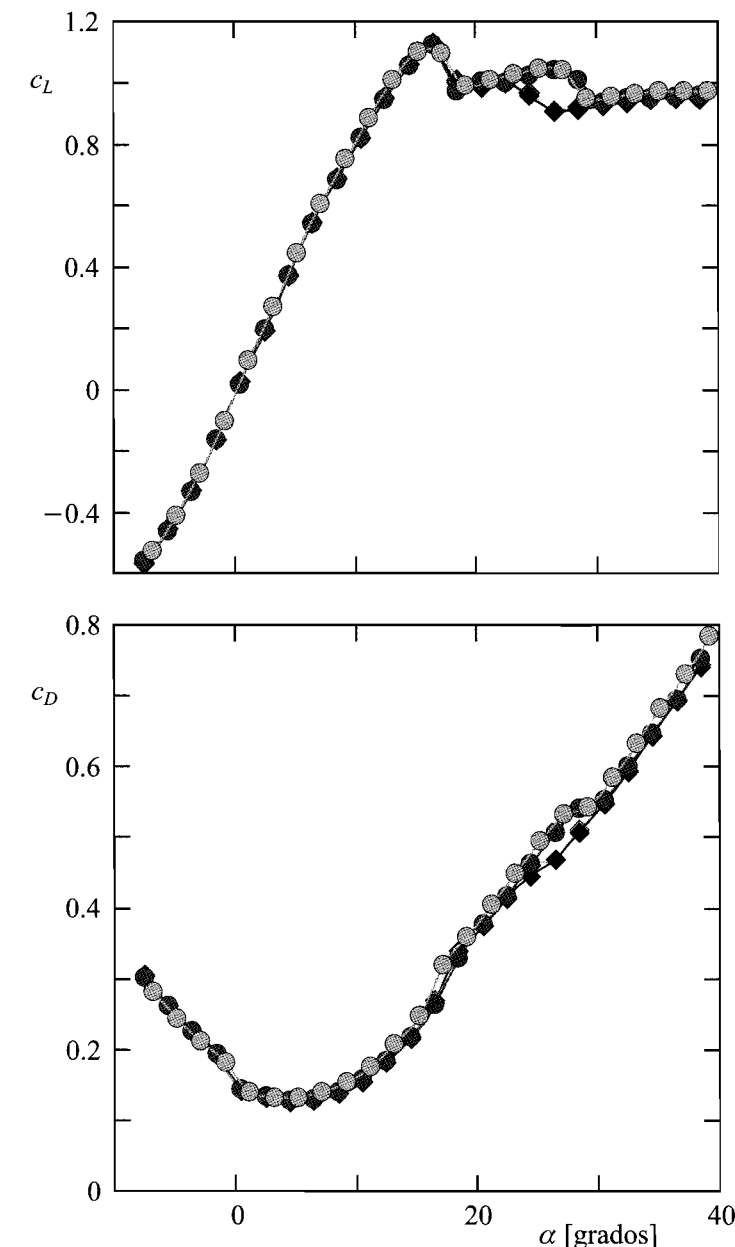


FIGURA 9.

Variación con el ángulo de ataque,  $\alpha$ , del coeficiente de sustentación,  $c_L$ , y del coeficiente de resistencia,  $c_D$ , de un modelo de semiala de *Archaeopteryx* sin (rombos) y con (círculos) el dispositivo generador de turbulencia que simula la garra del ave. Cada configuración ha sido medida dos veces a un número de Reynolds en torno a cincuenta y cinco mil.

trada en pérdida de las alas, consiguiéndose incrementos muy significativos del coeficiente de sustentación al forzar la transición de la capa límite a régimen turbulento. Ciertamente esta transición acarrea también, como era de esperar, un incremento de la resis-

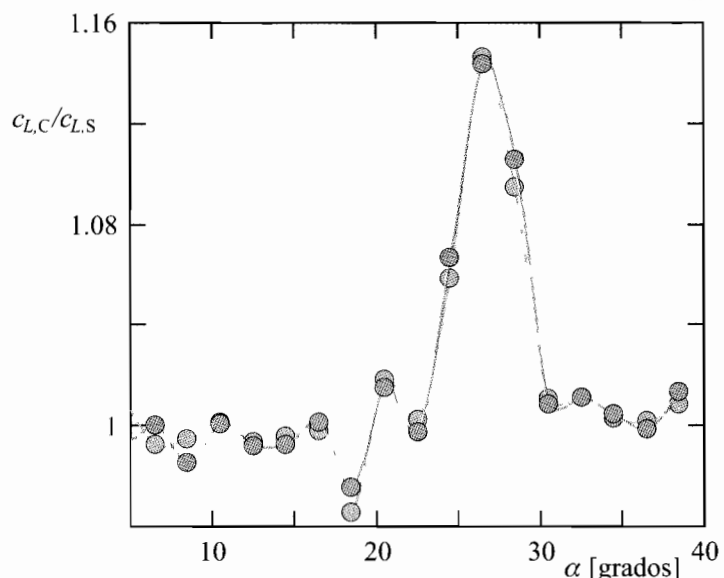


FIGURA 10.

Variación con el ángulo de ataque,  $\alpha$ , del cociente  $c_{L,C}/c_{L,S}$  entre los coeficientes de sustentación medidos con la garrá generadora de turbulencia (subíndice "C") y sin ella (subíndice "S"). Los símbolos grises y azules indican resultados obtenidos en dos campañas de ensayos diferentes. En todos los casos el número de Reynolds ha sido del orden de cincuenta y cinco mil.

tencia aerodinámica, pero la penalización que representa este incremento se compensa con la mayor generación de sustentación.

Los ensayos realizados permiten concluir también que las garras existentes en las alas de *Archaeopteryx*, y que existen también en algunos seres voladores actuales (murciélagos) cumplen un papel aerodinámico como dispositivo hipersustentador, pues correctamente situadas pueden modificar el carácter laminar o turbulento de la porción del extradós de ala situada corriente abajo de las mismas.

## AGRADECIMIENTOS

Este trabajo ha sido financiado por IDR/UPM y por el Ministerio de Educación y Ciencia, Dirección General de

Investigación, Subdirección General de Proyectos de Investigación, Proyecto CGL2005-05614. Los autores desean expresar su agradecimiento a los miembros de IDR/UPM responsables de la preparación de los modelos de ensayo y de la realización de las medidas en túnel.

## REFERENCIAS

- [1] CARMICHAEL, B. H.: *Low Reynolds Number Airfoil Survey*, Vol. 1, NASA CR 165803, National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, Hampton, Virginia, U.S.A., 1981.
- [2] ALVAREZ, J. C., MESEGUER, J., MESEGUER, E. & PÉREZ, A.: "On the Role of the Alula in the Steady Flight of Birds", *Ardeola*, Vol. 48, pp. 161-173, 2001.
- [3] MESEGUER, J., FRANCHINI, S., PÉREZ-GRANDE, I. & SANZ, J. L.: "On the Aerodynamics of Leading-Edge High-Lift Devices of Avian Wings", *Proc. Instn. Mech. Engrs. Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 219, pp. 63-68, 2005.
- [4] LISSAMAN, P. B. S.: *Low-Reynolds-Number Airfoils, Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 15, pp. 223-239, 1983.
- [5] MESEGUER, J. & SANZ-ANDRÉS, A.: "Aerodinámica del vuelo: aves y aeronaves", *Cuadernos Aena*, 9, Aena, Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea, 2007.
- [6] MCGULLOUGH, G. B. & GAULT, D. E.: *Examples of Three Representative Types of Airfoil-Section Stall at Low Speed*, NACA TN 2502, National Advisory Committee for Aeronautics. Washington, U.S.A., 1951.
- [7] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press & Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, Netherland, 1982.
- [8] MESEGUER, J. & SANZ-ANDRÉS, A.: *Aerodinámica básica*, E.T.S.I. Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España, 2005.
- [9] VEST, M. S. & KATZ, J.: "Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings", *AIAA Journal*, Vol. 34, pp. 1435-1440, 1996.